

터보샤프트 엔진의 온라인 상태감시 프로그램 개발에 관한 연구

공창덕* · 구영주* · 고성희* · 기자영** · 전용민***

A Study on Development of On-line Condition Monitoring Program of a Turboshaft Engine

Changduk Kong* · Youngjoo Gu* · Seonghee Kho* · Jayoung Ki** · Yongmin Jun***

ABSTRACT

The helicopter flies at low level flight mode in its own operational range comparing to other aircraft categories. The low level flight means that the engine operates at variable atmospheric condition such as hot and cold temperature, snow, heavy rain, etc. Furthermore it may increase the entering possibility of engine foreign object damage particles like sand, dust, etc., i.e. this operating condition gives rise to damages of engine gas path components.

An on-line condition monitoring program was developed by using SIMULINK, where measurement signals were simulated as an input module. The reliability and capability of the developed on-line condition monitoring were confirmed through application to a real helicopter engine health monitoring.

초 록

헬리콥터는 다른 항공기에 비해 저고도에서 운용되며 이착륙도 활주로 이외의 산간지역, 일반 임야에서도 이루어진다. 저고도 운행은 엔진이 눈, 호우 등의 잦은 대기환경 변화에서 운용되어야 함을 의미한다. 또한 비활주로의 이착륙으로 인해 모래, 먼지와 같은 유해물질이 엔진 내부로 흡입될 가능성이 높아진다. 이러한 운용 환경은 가스가 지나가는 엔진 구성품의 손상을 증가시킬 수 있다.

온라인 상태감시 프로그램은 SIMULINK를 이용하여 개발하였으며 입력 모듈에서 실제 엔진 계측 신호를 모사하였다. 개발된 온라인 상태감시 모니터링 프로그램의 실제 헬리콥터 엔진에 적용 가능 여부를 확인하기 위하여 터보샤프트 엔진에 적용하였다.

Key Words: Helicopter(헬리콥터), Turboshaft Engine(터보샤프트 엔진), On-line Condition Monitoring Program(온라인 상태감시 프로그램)

* 조선대학교 항공우주공학과

** (주)이지가스터빈 알앤디

*** 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: habari@paran.com

최근 항공기 추진시스템의 신뢰성과 내구성을 향상시키고 운용비용을 최소화하기 위해 상태감시 및 진단 시스템의 개발과 적용이 일반화되고 있다.

이 중 헬리콥터는 다른 항공기에 비해 저고도에서 운용되며 이착륙도 활주로 이외의 산간지역, 일반 임야에서도 이루어진다. 저고도 운행은 엔진이 눈, 호우 등의 잦은 대기환경 변화에서 운용되어야 함을 의미한다. 또한 비활주로에서의 이착륙으로 인해 모래, 먼지와 같은 유해물질이 엔진 내부로 흡입될 가능성이 높아진다.

이러한 열악한 운용환경에서 추진시스템은 보다 쉽게 손상을 입을 수 있으며 이에 따른 엔진의 성능저하는 헬리콥터 전체의 신뢰성과 유용성을 감소시킨다.

주요구성품의 상태를 정량적으로 진단하는 모델 기반 상태진단 기법은 각 구성품의 유량함수와 효율의 변화량을 분석함으로써 이루어진다 [1][2].

그러나 유량함수와 효율은 측정이 불가능하므로 온도, 압력과 같은 계측데이터의 변화량으로부터 계산하게 된다. 따라서 엔진의 진단을 위해서는 계측센서로부터 얻어진 실제데이터와 성능저하가 없다고 가정된 기준 엔진 성능의 차를 분석하는 단계가 선행되어야 한다.

이에 본 연구에서는 터보샤프트 엔진의 가상 계측센서 신호기를 포함한 온라인 성능해석 프로그램을 개발하였다. 이 프로그램은 임의로 생성한 계측데이터와 손상이 없는 상태의 기준 엔진 성능값을 비교하여 엔진 상태를 분석할 수 있다.

2. 연구대상 엔진

연구대상 엔진은 헬리콥터 추진시스템으로 많이 사용되고 있는 GE(General Electric)사의 T700 터보 축 엔진이며 Fig. 1과 같이 1단 원심과 5단 축류가 결합된 혼합형의 압축기와, 환형기화식 연소기, 2단 축류 가스발생기 터빈, 분리축 방식의 정속 제어가 가능한 2단 축류 동력

터빈으로 구성되어 있다. 동력 축은 가스발생기 터빈과 동축이며 엔진 전면에 연결되어 로터 블레이드를 회전시켜 동력을 얻는다[3].

연구대상 엔진의 구성품 구성도 및 기준위치는 Fig. 1과 같고, 연구대상 엔진의 설계점 성능은 Table 1과 같다.

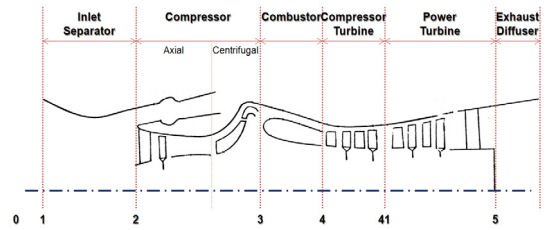


Fig. 1 Configurations and Station Numbering of the Study Engine

Table 1. On-Design Performance of the Study Engine

운 용 조 건	S/L, Static Standard
공기유량 (kg/s)	5.42
압축기 압력비	18
압축기 터빈 출구 온도 (K)	1,154
배기가스 온도 (K)	916
출 력 (kW)	1,418.5
비연료소모율 (kg/kW/hr)	0.287

3. 온라인 상태감시 프로그램

엔진의 상태감시를 위해서는 실제 엔진의 계측 데이터와 동일한 운용환경에서의 기준 엔진 성능의 차를 비교 분석해야 한다.

본 연구에서는 이를 위해 대기 및 비행조건을 입력으로 한 기준엔진 성능해석 프로그램과 실제 계측되는 데이터와의 차이를 분석하는 프로그램을 각각 개발하였다.

실제 엔진의 계측데이터는 실제 헬리콥터에

상태감시 프로그램을 탑재하기 이전에는 획득이 불가능하므로 계속데이터 신호 발생기 모듈을 프로그램에 포함하였다.

Figure 2는 SIMULINK를 이용하여 개발한 헬리콥터용 터보소프트 엔진의 온라인 상태감시 프로그램이며 Fig. 3은 주어진 운용환경에서 기준 엔진 성능을 해석할 수 있는 정상상태 성능 해석 프로그램이다[4].

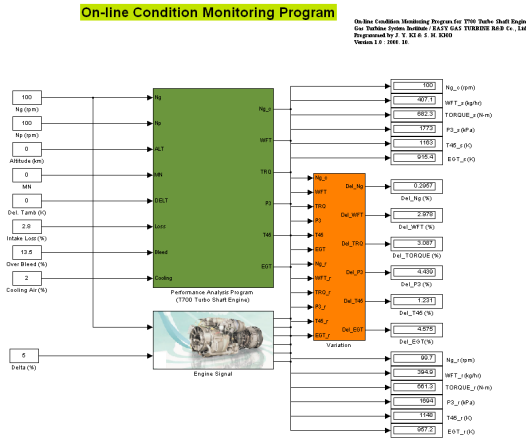


Fig. 2 On-line Condition Monitoring Program

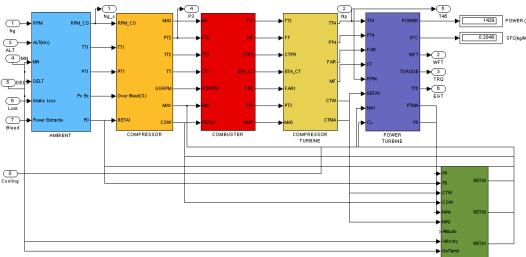


Fig. 3 Base Performance Analysis Program

항공우주연구원에서 개발중인 한국형 헬리콥터의 추진시스템인 T700 엔진의 계측변수는 가스발생기 회전수, 압축기 출구 압력, 동력터빈의 입구 온도 및 배기가스 온도, 토크 등이다. 본 연구에서는 Fig. 4와 같이 이러한 계측신호들을 생성할 수 있는 신호발생 모듈을 모델링하였다.

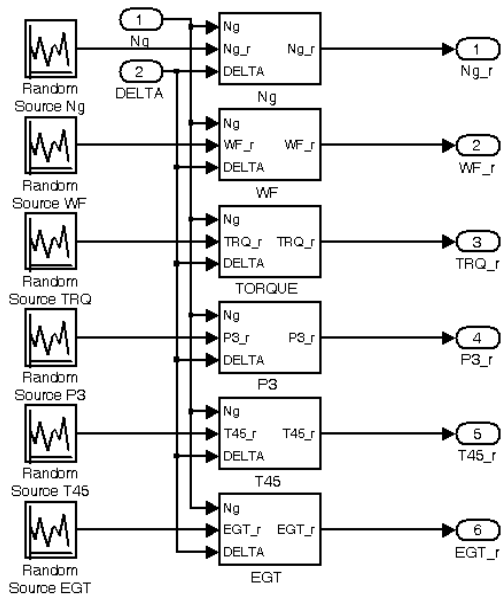
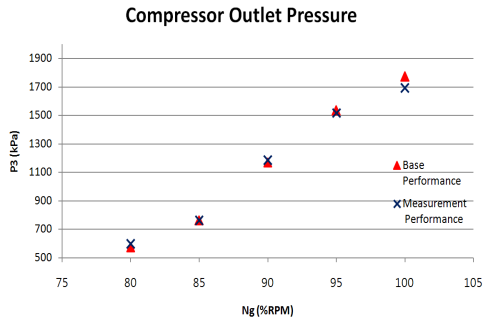


Fig. 4 Measurement Signal Generation Module

4. 상태감시 프로그램 적용 결과

표준 대기상태에서 가스발생기 회전수가 80%, 85%, 90%, 95%, 100%인 상태에서 엔진 상태감시 프로그램을 적용하였다. 각 회전수에서의 기준 엔진 성능에 5%의 섭동을 주어 가상의 계측신호를 생성하고 지상 정지 표준 대기상태의 기준 엔진 성능을 모사하고 그 차이를 모니터링 하였다. 그 결과는 Fig. 5와 같다.



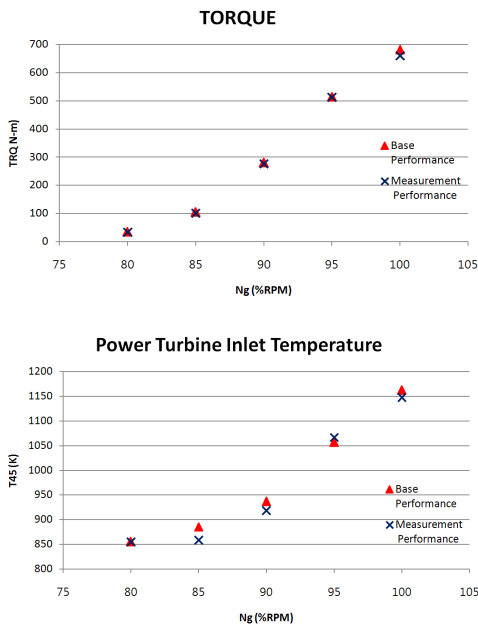


Fig. 5 The Results of Condition Monitoring

Table 2는 계측변수들의 차이 값을 정량적으로 분석한 데이터이다. 이 값들은 현재 개발중인 모델기반 상태진단 프로그램의 데이터베이스로 이용될 예정이다.

Table 2. The Deviation Value of Performance Variables

	80%	85%	90%	95%	100%
δNg	0.72	0.89	0.57	2.46	0.3
δWFT	4.01	4.14	3.95	4.24	3.0
δTRQ	2.47	3.34	1.43	0.31	3.08
$\delta P3$	4.3	0.16	1.45	1.11	4.46
$\delta T45$	0.05	3.04	1.95	0.95	1.29
δEGT	1.88	4.2	3.81	3.35	4.57

4. 결 론

주어진 운용환경에서 기준 엔진 성능모사를

위한 프로그램과 실제 계측데이터로부터의 엔진 성능 차를 계산할 수 있는 프로그램을 개발하였다. 이는 추후 모델기반 엔진 상태진단 프로그램 개발을 위한 선행 연구 단계로 기준 성능과 실제 성능의 차를 분석하여 엔진의 현재 상태를 모니터링 한다.

지상정지 표준 대기 상태에서 가스발생기 회전수에 따른 성능 모니터링을 수행하여 개발 프로그램의 신뢰성을 검증하였다.

본 연구 결과는 추후 진행될 모델기반 상태진단 프로그램 개발에 관한 선행 연구로 추후 실제 헬리콥터의 온라인 상태진단 시스템에 적용 가능할 것으로 판단된다.

후 기

동 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용 구성품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일 부임.

참 고 문 헌

1. Urban, L.A., "Gas Path Analysis Applied to Turbine Engine Condition Monitoring", Journal of Aircraft, Vol. 10, No. 7, pp. 400~406, 1973b
2. Diakunchak, I. S., "Performance Deterioration in Industrial Gas Turbines", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 114, pp. 161~167, 1992
3. 공창덕, 고성희, 기자영, 유혁, 안이기, "SIMULINK를 이용한 헬리콥터 추진시스템의 성능해석에 관한 연구", 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2007
4. Changduk Kong, Jayoung Ki, Kwangwoong Koh, "Steady-state and Transient Performance Simulation of a Turbo shaft Engine with Free Power Turbine, ASME Turbo Expo 99 Conference, 1999